

CONTROL SYSTEM FOR GAS TURBINE ENGINE IN TRANSIENT STATE

Publication number: JP200179360 (A)

Publication date: 2000-06-27

Inventor(s): IRWIN CRAIG W, KHALID SYED J +

Applicant(s): UNITED TECHNOLOGIES CORP +

Classification:

- International: F02C9/00; F04D27/02; F02C9/00; F04D27/02; (IPC1-7) F02C9/00

- European: F04D27/02

Application number: JP19990352504 19991213

Priority number(s): US19980209628 19981211

Also published as:

EP1008757 (A2)

EP1008757 (A3)

EP1008757 (B1)

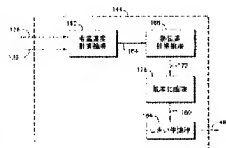
US6164902 (A)

KR100678527 (B1)

more >>

Abstract of JP 2000179360 (A)

PROBLEM TO BE SOLVED: To enable increase of the stall margin through control of bleed valve by calculating the rate of temperature change of the metallic materials of the compressor based on the detected values of the temperature and pressure of the gas flowing within the compressor and obtaining the signal which indicates the degree of compressor instability due to the effect of thermal transmission. **SOLUTION:** In a double-shaft gas turbine engine, a temperature sensor 136 and a pressure sensor 138 are located in the gas passage at the compressor exit. The signals detected by the sensors are sent to a metallic materials temperature calculation logical block 160 wherein the primary delay of the gas flow temperature is added to calculate the temperature proportionate to the metallic materials temperature of the casing end statorblades. Then, thermal transmission parameter is obtained by differentiating the metallic materials temperature at a thermal transmission calculation logical block 158. Next, nondimensional thermal transmission parameter is obtained by means of a logical standardization block 178 by dividing the thermal transmission parameter by the product of the gas flow rate and the gas temperature. Thus obtained nondimensional thermal transmission parameter is then compared with the threshold value calculated by means of a threshold value logical block 184, and a bleed valve 148 of the compressor is controlled accordingly.



Data supplied from the espacenet database — Worldwide

(51) Int. Cl.

F 0 2 C 9/00

識別記号

F I

F 0 2 C 9/00

データベース (参考)

C

審査請求 未請求 請求項の数6 O L (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願平11-352504

(22) 出願日 平成11年12月13日 (1999.12.13)

(31) 優先権主張番号 09/209628

(32) 優先日 平成10年12月11日 (1998.12.11)

(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 590000449

ユナイテッド テクノロジーズ コーポレーション

UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION

アメリカ合衆国、コネチカット 06101,
ハートフォード、ユナイテッド テクノロ
ジーズ ビルディング

(72) 発明者 クライグ ダヴリューム、アーウィン

アメリカ合衆国、フロリダ、ジュビター、
ロバート ストリート 4242

(74) 代理人 100062199

弁理士 志賀 富士弥 (外2名)

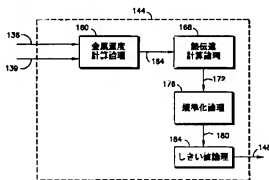
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 過渡状態にあるガスタービンエンジンの制御システム

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービンエンジンの過渡状態で圧縮機のストールマージンを制御するための制御システムを提供する。

【解決手段】 ストールマージンの制御システムは、ガス流温度を示す信号およびガス圧力を示す信号を感知する手段と、感知された信号に応答し、熱伝達の影響による圧縮機の不安定化の尺度を示す処理信号を合成し、発生させる処理手段と、処理信号に応答し、ストールマージンを増大させるために適切な処置を行う出力手段と、を有する。出力手段は、制御システムの一部であるエンジン制御手段を備えている。エンジン出力手段は、合成された信号に応答し、圧縮機の変容空気流形状の調節したり、燃料流を減少させたり、あるいは圧縮機のブリードバルブを調節することによって、ストールマージンを増大させる。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 過渡状態にあるガスタービンエンジンの制御システムであって、前記ガスタービンエンジンは、金属材料からなるケースと、金属材料からなるブレードの列および金属材料からなるステータの列を有するとともにストールマージンを有しながら動作する圧縮機と、を備えているものにおいて、前記制御システムは、前記圧縮機内部を流れるガスの温度および圧力を示す信号を感知し、この感知された信号を発信する入力手段と、

前記の感知された信号に応答し、前記圧縮機の前記金属材料の温度変化率を少なくとも1つ計算し、前記の少なくとも1つの温度変化率を前記金属材料の質量と組み合わせ、この組み合わせられた値を前記ガスの全エンタルピーによって規準化することによって、熱伝達の影響による前記圧縮機の不安定化の尺度を示す処理信号を合成し、前記圧縮機の前記ストールマージンを増大させるために前記処理信号を発信する信号処理手段と、を有することを特徴とする制御システム。

【請求項2】 さらに、前記処理信号に応答し、前記圧縮機の前記ストールマージンを増大させるのに適切な処置を開始するために、出力信号を発信するための出力手段を備えていることを特徴とする請求項1記載の制御システム。

【請求項3】 さらに、前記出力信号に応答し、前記圧縮機の前記ストールマージンが増大するようにエンジンの空気流形状を変化させるためのエンジン制御手段を備えていることを特徴とする請求項2記載の制御システム。

【請求項4】 さらに、前記圧縮機のブリードバルブと、前記出力信号に応答し、前記圧縮機の前記ストールマージンが増大するように前記圧縮機の前記ブリードバルブを調節するためのエンジン制御手段と、を備えていることを特徴とする請求項2記載の制御システム。

【請求項5】 前記信号処理手段は、前記ガスの温度に一次おくれを加算して前記ブレードおよび前記ケースの温度に比例した金属温度を計算し、熱伝達パラメータを示す金属温度の微分係数を計算し、前記圧縮機不安定化を示す無次元の熱伝達パラメータを計算することによって、前記圧縮機不安定化の尺度を示す処理信号を合成することを特徴とする請求項1記載の制御システム。

【請求項6】 前記の感知された信号を処理するための前記信号処理手段は、前記ストールマージンを増大させるための適切な処置が必要であるかを判断するために、前記処理信号を所定しきい値と比較するための比較手段を備えていることを特徴とする請求項1記載の制御システム。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明は、ガスタービンエン

ジンの圧縮機の制御に関し、特にガスタービンエンジンのストールマージンの制御に関する。

【0002】

【従来の技術】 圧縮機のストール現象は、ガスタービンエンジンの性能特性が改善されるにつれて、ガスタービンエンジンの動作において重要な制限要因となりつつある。最新型のガスタービンエンジンでは、加速状態あるいは高高度の低速度飛行状態で、非定常流が圧縮機に発生する。この非定常流によってストール状態となり、タービンに供給される冷却空気が減少するとともに、タービンの温度上昇および機械的振動が結果として起こり得る。このような状態は、“圧縮機のストール状態”を示しており、このストール状態が認識されず適切な処置が取られなかった場合は、タービンが破損する恐れがある。エンジンの動作中にタービンが破損した場合は、エンジンが危険な状態に陥り、航空機が機破する。

【0003】 エンジンの加速時や減速時といったエンジン運転の過渡状態では、圧縮機部材の熱的特性（ガス流および金属の温度）は、それらが定常状態にあるときとは同じではない。エンジンが過渡状態にあるときは、圧縮機を通過するガス流と圧縮機の金属製ケース、ブレードおよびステータとの間に熱伝達が起こる。金属製ケース、ブレードおよびステータから圧縮機を通過するガス流へと熱が伝わり、これによってガスの温度が上昇する。これに起因して、所定速度に対して、圧縮機内部を流れるガスの温度が、圧縮機の吐出部で圧縮機の前部よりも上昇し、定常状態での温度ではなくなる。結果として、熱伝達の影響により圧縮機の前段と後段との間で圧力比および熱的特性の差つまり不整合が発生する。このことは、圧縮機の安定性に悪影響を及ぼす。圧縮機の段の修正速度はガス流の温度に相関しているため、圧縮機の段に亘ってガス流の熱的特性および圧力特性の不整合が生じることによって、後段の修正速度が小さくなる。従って、このようにガス流の特性の不整合が存在していることは、望ましくない。ガス流の特性が整合していない状態では、前段の圧力比が後段よりも著しく高くなるため、潜在的なストール状態となり、圧縮機の安定性は悪化する。例えば、高出力状態から低出力状態に減速している間、熱い部材（ケースおよびエアフォイル）からの熱伝達の影響によって、ガス流の温度が定常状態特性に対応する温度から低下する速度が減少する。熱伝達の影響がない場合は、ガス流の温度は大きな速度で低下し、低温に達する。熱伝達の影響によって、圧縮機の後方つまり後段の修正圧縮機速度が低下する傾向がある。これによって後段の吸込み能力が損なわれる。すなわち、ガス流は、エンジンの流路の下流に向かって軸方向に流れるに従って、抵抗を受ける。従って、前段には背圧がかかり、前段での作動ラインがストールラインに近づくために、ストールマージンが減少する。

【0004】 エンジンの熱的特性が感知されたパラメー

タを使用して合成つまり計算され、これによってステータブレードの傾きおよび燃料流が制御されることにより、加速状態および続いて起こる熱的非平衡状態での許容可能なストールマージンのレベルが得られる。例えば、本発明の出願人に付与された米国特許第5,165,845号には、エンジン加速時に圧縮機のストールマージンを増大させるために、危険な状態にある圧縮機の段の熱的な増加量を合成することによってエンジンの空気流形状を変化させる制御システムが開示されている。このような熱的な増加は、加速時のブレードとケースとのクリアランスの一時的な増大の尺度となる。このクリアランスの変化は、信号を発信するために利用される。この信号によって、加速時にクリアランスが標準レベルに戻るまでステータベーンの傾きが増大される。【0005】上述した従来技術の方法では、先端部のクリアランスが増大したときに行われる高出力の熱的安定化処理の間に、ストールマージンが増大される。しかし、従来技術の方法によって、先端部のクリアランスの増大に起因したストールマージンの減少は補われるが、熱伝達の影響によって悪化したガス流特性の不整合によるストールマージンの損失については、充分に理解されておらず、適切な処置がとられていない。ストールマージンを増大させるための従来技術の制御システムは、複数の流量測定に依存するため、実行するのが複雑であり、かつ安定性がない。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】本発明の目的は、ガスタービンエンジンの圧縮機の熱伝達の影響による熱的不安定化の指標を提供することである。

【0007】本発明の更なる目的は、エンジンの加速状態で、改善されたストールマージン制御を達成することである。

【0008】

【課題を解決するための手段】本発明は、エンジン運転の過渡時に、熱伝達によって圧縮機の段を通過するガスの不整合が生じ、これによって圧縮機の安定性に悪影響が及ぶということに基づく。本発明では、悪影響を及ぼす熱伝達パラメータを示す標準化された信号を合成する。この熱伝達パラメータは圧縮機の不安定化の尺度となる。本発明では、圧縮機の安定性が悪化した場合に、適切な処置を行うとともに適度なストールマージンを維持する。

【0009】本発明によると、ガスタービンエンジンの過渡時に圧縮機のストールマージンを制御するための制御システムは、ガス流温度およびガス圧力を示す信号を感知する手段を有する。この制御システムは、さらに、感知された信号にตอบสนองし、熱伝達の影響による圧縮機の不安定化の尺度を示す処理信号を合成し、発生させる処理手段を有する。この制御システムは、さらに、処理信号にตอบสนองし、ストールマージンを増大させるために適切

な処置を行う出力手段を有する。例えば、出力手段は、制御システムの一部であるエンジン制御手段を備えている。エンジン出力手段は、合成された信号にตอบสนองし、圧縮機の変容空気流形状を調節したり、燃料流を減少させたり、あるいは圧縮機のブリードバルブを調節することによって、ストールマージンを増大させる。

【0010】好ましい実施例では、信号処理手段は、ブレードおよびケースの金属温度を計算する手段と、熱伝達率を示す金属温度の微分係数を計算する手段と、金属温度変化率を金属質量と組み合わせる手段と、無次元の熱伝達パラメータを合成するために組み合わせられた信号をガスの全エンタルピーによって標準化する手段と、を有する。出力手段は、圧縮機の中央にあるブリードバルブを開けて前段の背圧を解放したり、圧縮機の変容ベーンを閉じたり、あるいは再加速時に燃料流のスケジュールを低下させることによって、圧縮機のストールマージンを増大させる。再加速時に燃料流のスケジュールを低下させることによって高圧圧縮機の作動ラインが下降するため、圧縮機のストールマージンが増大する。

【0011】本発明の利点は、エンジンの過渡時に、特に減速後の加速時に、ストールマージンの制御を行うための改善された制御システムを提供することである。本発明は、熱伝達の影響による圧縮機的不安定化の尺度を合成することによって、ストールマージンの制御を行う。

【0012】本発明の上述した目的および他の目的、特徴および利点は、本発明の実施例についての以下の詳細な説明および付随の図面によって、より明確となるだろう。

【0013】

【発明の実施の形態】図1を参照すると、周知の2軸ターボファンエンジン100が、対応する制御システム104とともに示されており、詳しく後述するように、この制御システム104内で本発明が実行される。このエンジンは、軸を介して低圧タービン112に接続された低圧圧縮機108と、軸を介して高圧タービン120に接続された高圧圧縮機116と、高圧圧縮機116と高圧タービン120との間に配置された燃焼室124と、を備えている。ブリードバルブ128が高圧圧縮機の前段と後段との間に配置されており、これによって、あるエンジン動作状態で、圧縮機の空気を圧縮機の流路からファンの流路に排出するようになっている。加えて、エンジンは、圧縮機のバリアルベーンといった、空気流の形状を変化させるための機構を備えている。本願の目的のためには、ベーンの傾きがステータ位置コントローラ130によって変化されることが理解されれば十分である。

【0014】温度センサつまり温度変換器132は、好ましくは圧縮機の吐出側で、ガス流路に配置される。圧力センサつまり圧力変換器138もまた、好ましくは圧

縮機の吐出側で、ガス流路に配置される。温度センサおよび圧力センサの位置は、エンジンのタイプによって異なる。

【0015】信号ライン136にあるガス流の温度は、本発明の制御システム104への入力となる。信号ライン139にあるガスの圧力もまた、制御システム104への入力となる。本発明の制御システム104は、感知されたガス流温度およびガス圧力処理するためのシグナルプロセッサ144を備えている。シグナルプロセッサ144の細部については、図2の説明で後述する。ライン148にあるシグナルプロセッサ144の出力は、エンジン制御手段152に送られる。エンジン制御手段152は、その出力信号に応答し、ライン156にある信号を圧縮機のブリードバルブ128もしくはバリアブルベーンに送ることによって、圧縮機のストールマージンを増大させる。図1には、信号ライン156が圧縮機のブリードバルブ128に接続された状態が示されている。図示されていないが、信号ライン156をステータ位置コントローラ130に接続し、このステータ位置コントローラ130により圧縮機のバリアブルベーンの傾きを調節して空気流の形状を変化させることも可能である。

【0016】図2には、本発明の好適な実施例に対応する制御システム104のシグナルプロセッサ144のブロック図が示されている。シグナルプロセッサ144には2つの入力がある。ライン136の信号は、圧縮機内のガス流温度を示しており、金属温度計算論理ブロック160への入力となる。ライン139の第2入力はガス圧力を示しており、これも金属温度計算論理ブロック160への入力となる。この金属温度計算論理ブロック160によって、ガス流温度に1次おくれが加算され、これによって実際の金属の温度（ステータ/ブレードおよびタース）に比例した温度が計算される。この1次おくれの大きさは、ケースとステータ/ブレードとの間で変動するとともに、金属の質量およびガス圧力の関数である。

【0017】信号ライン164にある金属温度計算論理ブロック160の出力は、熱伝達計算論理ブロック168への入力となる。熱伝達計算論理ブロック168内の論理によってケースおよびステータ/ブレードに対する金属の温度が微分されることにより、熱伝達パラメータが計算される。熱伝達は、金属温度の微分係数に比例する。従って、熱伝達パラメータは、金属温度の微分係数と各部材の金属の質量との積を計算し、これらの値を合計することによって計算される。

【0018】信号ライン172にある熱伝達計算論理ブロック168の出力は、規準化論理ブロック176への入力となる。この規準化論理ブロック176によって、熱伝達計算論理ブロック168の出力がガス流量とガス流温度との積で割られ、無次元の熱伝達パラメータが計

算される。この無次元の熱伝達パラメータは、周囲の金属からガス流に伝達された熱量の尺度であり、圧縮機の熱の不安定化を示している。この論理によって、以下の式に示されるように、金属温度の変化率と金属質量が結合され、続いてガスの全エンタルピーによって規準化される。

【0019】

【数1】 $(T_c \cdot \dot{m}_c \cdot M_c + T_g \cdot \dot{m}_g \cdot M_g) / \{ (M_g \cdot \dot{m}_g \cdot T_g) \}$

ここで、 $T_c \cdot \dot{m}_c$ はケースの温度の微分係数、 M_c はケースの質量、 $T_g \cdot \dot{m}_g$ はブレードの温度の微分係数、 M_g はブレードの質量、 $M_g \cdot \dot{m}_g$ はガスの質量の微分係数、 T_g はガス流の温度、である。

【0020】信号ライン180にある規準化論理ブロック176の出力は、熱伝達作用に起因する圧縮機の熱的不安定化の尺度を示しており、しきい値論理ブロック184への入力となる。信号ライン180にある値は、しきい値と比較される。このしきい値は、圧縮機が、熱的な不整合によって安定運転マージンが悪影響を受けていない安全な状態にあることを示す。定常状態運転の間および危険度が累積的に増加する熱的過渡状態にある間のエンジンの高圧圧縮機の安定運転マージンを測定することによって、しきい値は決定される。しきい値は、適度な安定運転マージンを維持するために制御動作が必要となるレベルであり、エンジンのタイプによって異なる。

【0021】信号ライン180にある値がしきい値より大きい場合は、しきい値論理ブロック184によって、信号ライン148に処理信号が出力される。信号ライン148にある処理信号は、エンジン電子制御ユニット152への入力となる。エンジン電子制御ユニット152によって、この処理信号が処理され、信号ライン156へのコマンドが出力される。このコマンドによって圧縮機のブリードバルブ128の調節が開始され、ストールマージンが増大する。代わりの実施例として、ライン156にある出力コマンドによって、圧縮機のステータ位置コントローラ130を利用して可変空気流形状の調整を開始し、これによってストールマージンを増大させることも可能である。

【0022】本発明の制御システムは、様々な方法で実行することが可能である。上述したように、本発明の制御システムは、デジタル式のエンジンコントローラを使用している。代わりの実施例として、エンジン制御は、エンジンコントローラから分離された専用のマイクロプロセッサ内で実行することも可能である。マイクロプロセッサやこれと同様のもの、例えばデジタル式エンジンコントローラ、が本発明を実行するために利用される場合は、本発明はそれらのソフトウェア内で実行される。本発明は、配線論理あるいはアナログ回路を使用して実行することも可能である。

【0023】さらに、本発明の制御システムは、高圧圧

縮機の後段の特定位置に配置されたセンサつまり変換器からの特定のガス流温度およびガス圧力の入力信号を用いて説明された。しかし、この入力信号および変換器の位置は、単に例示的なものであり、高圧圧縮機内部の他の位置に配置された変換器によって感知された他の温度パラメータおよび圧力パラメータを用いて、制御システムを動作させることも可能である。さらに、本発明の制御システムの特定の機能を実行するために説明および図示された部品は、単に例示的なものであり、本願の教示に照らして他の部品を利用することも可能であることは理解されるべきである。このような部品は、当業者にとっては明らかである。例えば、本発明の制御システムは、ストールマージンを増大させる機構として圧縮機のブリードバルブあるいは可変空気流形状を用いて説明されてきた。ストールマージンは、さらに、燃料の流れを調節することによって増大させることも可能である。燃料の流れを調節することによって圧縮機の作動ラインが低下し、これによってストールマージンが増加する。

【0024】本発明の制御システムを実行するために示された計算および論理は、単に例示的なものである。本願の教示に照らして他の論理を利用することも可能である。本発明の信号処理手段は、金属温度計算論理ブロック、熱伝達計算論理ブロック、規準化論理ブロックおよびしきい値論理ブロックを有するものとして記述された。金属温度計算論理は、一次おくれをガス流温度に加算するものとして記述された。この一次おくれの大きさは、金属の質量およびガス圧力の関数として記述された。ガス流温度以外のパラメータ、例えば実際に測定された金属（ケース）の温度、におくれを加算することによって金属温度を計算することも可能であり、おくれの大きさは、例えば、空気流、圧縮機速度および圧縮機を通る質量流量といった別のパラメータの関数として変化させることも可能であることは理解されるべきである。

【0025】さらに、規準化論理では、規準化パラメータとしてガスの全エンタルピーが用いられると述べた。処理信号を規準化するために、ガスの温度といった他の

パラメータを利用することも可能であることは理解されるべきである。

【0026】上述した制限およびしきい値は、特定のタイプのエンジンに対して得られた例示的なものであることは、当業者に理解されるべきである。

【0027】上述した変更例および実施例は、好適な実施例の代表的なものであり、ガスタービンエンジンの過渡状態で圧縮機のストールマージンを制御するための制御システムは、ガスの温度および圧力を示す信号を感知する手段と、感知された信号に応答し、熱伝達による圧縮機の非定常化の尺度を示す信号を合成する処理手段と、合成された信号に応答し、圧縮機のストールマージンを増大させるために適切な処置を行う出力手段と、を有することで本発明は満たされる。

【0028】本発明は、詳細な実施例に関して図示および説明されたが、本発明の趣旨および請求の範囲から逸脱することなく、構成および詳細部分において様々な変更が可能であることは、当業者にとって明らかであろう。

【図面の簡単な説明】

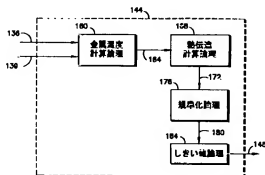
【図1】本発明の制御システムを含むガスタービンエンジンを示す図。

【図2】図1の制御システムの一部である信号処理論理のブロック図。

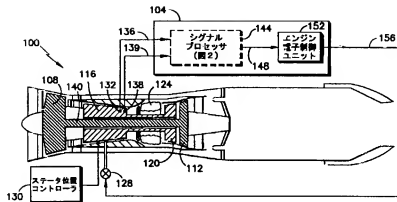
【符号の説明】

- 100…2軸ターボファンエンジン
- 104…制御システム
- 128…ブリードバルブ
- 130…ステータ位置コントローラ
- 132…変換器
- 144…シングルプロセッサ
- 152…エンジン電子制御ユニット
- 160…金属温度計算論理ブロック
- 168…熱伝達計算論理ブロック
- 176…規準化論理ブロック
- 184…しきい値論理ブロック

【図2】



【図1】



フロントページの続き

(72)発明者 シエッド ジェイ. ハリッド
アメリカ合衆国、フロリダ、バーム ビー
チ ガーデンス、フィル ストリート
11641